

На правах рукописи



ОРЛОВ ДЕНИС ИГОРЕВИЧ

**АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ
МАЛЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО
НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ СОЗДАНИЯ БЛАГОПРИЯТНЫХ УСЛОВИЙ ПО
МИКРОУСКОРЕНИЯМ**

Специальность:

05.13.01 – Системный анализ, управление и обработка информации
(механика, машиностроение)

Автореферат

диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Самара – 2021

Работа выполнена на кафедре космического машиностроения имени генерального конструктора Д.И. Козлова федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет).

Научный руководитель: **Седельников Андрей Валерьевич**
доктор технических наук, доцент,
ФГАОУ ВО «Самарский национальный
исследовательский университет имени
академика С.П. Королева» (Самарский университет),
профессор кафедры космического машиностроения
имени генерального конструктора Д.И. Козлова

Официальные оппоненты: **Блинов Виктор Николаевич**
доктор технических наук, профессор,
ФГБОУ ВО «Омский государственный технический
университет», профессор кафедры «Авиа- и ракетостроение»

Бормотов Алексей Николаевич
доктор технических наук, доцент,
ФГБОУ ВО «Пензенский государственный технологический
университет», профессор кафедры «Автоматизация и
управление»

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева», г. Красноярск

Защита состоится «__» ____ 20__ г. в ____ часов на заседании диссертационного совета Д 212.079.10 в «Казанском национальном исследовательском техническом университете им. А.Н. Туполева-КАИ» по адресу: 420111, ул. К. Маркса, 10, КНИТУ-КАИ.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте «Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева-КАИ» и на сайте <https://kai.ru/dissertations>.

Автореферат разослан «__» ____ 20__ г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
к.т.н., доцент



Каляшина Анна Викторовна

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Важность разработки алгоритмов управления малым космическим аппаратом (МКА) технологического назначения для создания благоприятных условий по микроускорениям вызвана двумя основными причинами.

1 Широкое применение МКА во всех сферах космической деятельности, в том числе и в космических технологиях.

2 Особенности управления орбитальным движением МКА с большими упругими элементами по сравнению с космическими аппаратами (КА) других классов.

Первая причина обусловлена рядом факторов, таких как низкая стоимость и сжатые сроки реализации проекта с использованием МКА. Это определяет широкую доступность к проведению космических экспериментов, возможность оперативного получения результатов, их анализа, оптимизации методик и условий проведения экспериментов и т.д.

Вторая причина связана с тем, что миниатюризация космической техники с одной стороны, и растущие потребности в энергопотреблении с другой, приводят к тому, что массовая доля больших упругих элементов в общей массе КА для МКА существенно выше, чем для КА других классов. Поэтому собственные колебания больших упругих элементов оказывают значимое влияние на динамику движения МКА вокруг центра масс. Теми факторами, которые не учитывались при анализе движения КА других классов, нельзя пренебрегать при управлении движением МКА.

Своевременность проводимых исследований обусловлена тем, что к настоящему времени уже накоплен достаточный опыт реализации проектов МКА во многих сферах космической деятельности. При этом МКА показали свои возможности и готовы конкурировать с КА других классов не только в части стоимости и сроков реализации, но и в части обеспечения решения целевых задач с требуемыми качеством и эффективностью. На фоне постоянного роста интереса исследователей в различных сферах к МКА, разработка алгоритмов управления движением МКА для решения специфических задач реализации современных технологических проектов также видится своевременной.

Степень разработанности темы. В целом, проблема управления движением упругого КА является достаточно хорошо разработанной. В трудах как отечественных авторов К.Б. Алексеева, В.В. Белецкого, Л.В. Докучаева, Б.В. Раушенбаха, Б.А. Титова, В.В. Сазонова, В.И. Полежаева, Г.П. Аншакова, Г.Ф. Путина, Ю. Я. Пузина, В.А. Сарычева, В.И. Лукьященко, Н.А. Тестоедова, А. Л. Зайцева, так и зарубежных авторов П. Ликинза, Л. Мейровича, Р. Прингла, П. Хагеса, U. Veyzhen, W.R. Hu, J. Yu, H. Zhao и др.

Существенно меньше разработана проблема управления движением упругого КА специализированного технологического назначения. В большинстве работ проводится оценка микроускорений во внутренней среде КА и реконструкция его вращательного движения. При этом не предлагается законов управления, способных изменить ситуацию по микроускорениям на более благоприятную с точки зрения успешной реализации гравитационно-чувствительных процессов. Основная причина такой ситуации заключается в том, что только Россия и КНР реализовывали проекты специализированных технологических КА. Речь идёт о КА серий «Фотон» и «Бион» (Россия), а также «Шидзянь» (КНР). При этом следует отметить ряд отечественных перспективных

космических проектов технологического назначения, которые пока остаются не реализованными.

Тенденция миниатюризации космической техники заставляет пересматривать известные положения. Как показывают современные исследования, значимость возмущающих факторов, действующих на КА среднего класса и МКА может существенно отличаться. Так, возмущения от температурного удара для КА среднего класса типа «НИКА–Т» пренебрежимо малы не только с точки зрения их учёта при управлении орбитальным движением КА, но и с точки зрения создаваемых дополнительных микроускорений во внутренней среде КА. Для МКА это не так. Создаваемые температурным ударом возмущения существенно влияют даже на динамику орбитального движения МКА, особенно если речь идёт о перспективных панелях солнечных батарей (ПСБ) типа ROSA. Исследований в области управления движением упругого МКА специализированного технологического назначения с учётом специфических требований по микроускорениям крайне мало.

Сложность решаемой проблемы связана с рядом объективных факторов:

- 1 Недостаточная изученность орбитального движения МКА.
- 2 Существенная нелинейность температурного удара как физического процесса.
- 3 Ограниченность выбора исполнительного органа (ИО) системы ориентации и управления движением для нивелирования последствий температурного удара с точки зрения обеспечения целевых значений уровня микроускорений.

Первый фактор определяет допускаемые ошибки в управлении орбитальным движением МКА. В качестве примера можно привести опытный образец (ОО) МКА «Аист». Три попытки снижения угловой скорости МКА с помощью магнитного исполнительного органа (МИО) оказались неудачными и привели к её увеличению.

Существенная нелинейность температурного удара определяет применение сложного и громоздкого математического аппарата при оценке микроускорений, возникающих при температурном ударе. Вследствие этого оптимальные с точки зрения минимизации уровня микроускорений законы управления могут также оказаться громоздкими и сложными для практической реализации.

Поскольку МКА является сравнительно новым видом космической техники, то набор ИО для реализации различных задач на современном этапе развития разработан не столь полно, как для КА других классов.

Высокая актуальность проблемы разработки алгоритмов управления МКА технологического назначения для создания благоприятных условий по микроускорениям определяется тремя важнейшими аспектами:

- широкие перспективы применения МКА для реализации на их борту гравитационно-чувствительных процессов;
- недостаточная изученность факторов, значимо влияющих на орбитальное движение МКА;
- узкий набор возможных ИО системы ориентации и управления движением МКА.

Реализация возможностей МКА в области космических технологий на современном этапе развития видится в анализе накопленного опыта и совершенствовании космической техники как в плане элементной базы, так и в плане повышения эффективности управления при решении специфических целевых задач.

Актуальность настоящей диссертации заключается в том, что в ней решена задача нивелирования последствий температурного удара для МКА с большими упругими элементами путём разработки алгоритмов управления его орбитальным движением. Это позволяет создать во внутренней среде МКА благоприятные условия для реализации гравитационно-чувствительных процессов в части обеспечения и контроля целевых значений уровня микроускорений.

Из актуальности диссертации следует её **цель**: *обеспечение во внутренней среде МКА благоприятных условий для успешной реализации гравитационно-чувствительных процессов путём разработки алгоритмов управления.*

Объектом исследования является МКА технологического назначения.

Предметом исследования является процесс управляемого движения МКА.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **основные задачи**:

- 1 Анализ влияния температурного удара на динамику орбитального движения МКА.
- 2 Анализ особенностей основных характеристик МКА технологического назначения и требований к системе управления его движением.
- 3 Создание математической модели движения МКА технологического назначения с учётом температурных деформаций больших упругих элементов.
- 4 Формулировка и решение задачи минимизации влияния температурного удара на уровень микроускорений во внутренней среде МКА за счёт управления.
- 5 Разработка алгоритмов управления орбитальным движением МКА технологического назначения с учётом требований по микроускорениям.

Соответствие паспорту специальности. Диссертационная работа соответствует паспорту специальности 05.13.01 «Системный анализ, управление и обработка информации (механика, машиностроение)»:

По п. 2 – в части формализации и постановки задачи оптимизации движения аппаратов, систем управления полетом и действия возмущающих факторов.

По п. 4 – в части разработки алгоритмов решения задачи оптимизации и управления, нацеленных на максимально возможную минимизацию влияния микроускорений.

По п. 5 – в части разработки специального математического обеспечения для решения задачи оптимизации и управления МКА.

Методы исследования включают в себя методы анализа напряжённо-деформированного состояния больших упругих элементов МКА при температурном ударе; построения математической модели движения МКА на основе классических теорем механики; проведения математического моделирования.

Обоснованность и достоверность положений и выводов представленных в работе результатов достигается корректностью использования известных базовых законов и их соответствием экспериментальным данным и результатам, полученным другими авторами.

Научная новизна заключается в следующем:

- 1 На основе анализа влияния температурного удара на орбитальное движение МКА создана математическая модель движения МКА, позволяющая разрабатывать алгоритмы управления движением МКА.
- 2 На основе созданной математической модели движения МКА и специфических требований по микроускорениям для МКА технологического назначения разработаны алгоритмы управления движением МКА, позволяющие

минимизировать влияние микроускорений, возникающих при температурном ударе.

3 На основе созданной математической модели движения МКА и алгоритмов управления движением МКА получены результаты математического моделирования для МКА типа «Возврат–МКА», позволяющие подтвердить эффективность разработанных алгоритмов управления.

4 На основе результатов расчета разработаны рекомендации по проектированию ИО системы управления движением МКА технологического назначения, позволяющие реализовать разработанные алгоритмы управления.

5 На основе проведенных исследований и полученных результатов представлено системное решение задачи снижения влияния последствий температурного удара упругих элементов малого космического аппарата на поле микроускорений его внутренней среды.

Теоретическая значимость работы состоит в том, что разработано новое математически формализованное описание управляемого движения МКА технологического назначения с учётом специфических требований, включающее в себя математическую модель движения МКА, а также постановку и решение вариационной задачи оптимизации тяги ИО, обеспечивающей минимальные значения микроускорений, вызванных температурным ударом.

Практическая значимость работы состоит в том, что:

1 Разработанные алгоритмы управления орбитальным движением МКА технологического назначения с учётом требований по микроускорениям позволяют существенно снизить влияние температурного удара на благоприятные условия для реализации гравитационно-чувствительных процессов, что даёт возможность проведения длительных процессов на борту МКА.

2 Разработанная математическая модель орбитального движения МКА позволяет проводить анализ этого движения с учётом температурных деформаций больших упругих элементов МКА, что, в конечном счёте, приводит к повышению эффективности и точности управления орбитальным движением МКА.

3 Полученные результаты математического моделирования и расчета и предложенные рекомендации по проектированию ИО системы управления движением МКА технологического назначения позволяют разработать систему управления орбитальным движением МКА при наличии его проектного облика и требований по микроускорениям.

Методики исследований и расчета, представленные в работе, используются в деятельности предприятия АО «РКЦ «Прогресс», о чем свидетельствует акт возможности использования.

На защиту выносятся:

- 1) алгоритм управления орбитальным движением МКА технологического назначения ИО постоянной тяги;
- 2) алгоритм управления орбитальным движением МКА технологического назначения ИО переменной тяги;
- 3) математическая модель орбитального движения МКА с учётом температурных деформаций больших упругих элементов.
- 4) результаты математического моделирования и расчета для МКА типа «Возврат–МКА».

Апробация работы. Результаты работы докладывались на 9 международных и Всероссийских конференциях, в числе которых: 9-ый Всемирный конгресс «Авиация в XXI веке» (2021 г.), Международная конференция «Проблемы прикладной механики» (2020, г. Брянск), Международная конференция «Авиамашиностроение и транспорт Сибири» (2020, г. Иркутск), Всероссийская научно-практическая конференция «Актуальные вопросы теории и практики развития исследований» (2019, г. Уфа), Всероссийская научно-практическая конференция «Роль и место информационных технологий в современной науке» (2019, г. Челябинск), V международная конференция и молодежная школа «Информационные технологии и нанотехнологии» (2019, г. Самара), Международная молодежная научная конференция «XV КОРОЛЁВСКИЕ ЧТЕНИЯ», посвященная 100-летию со дня рождения Д. И. Козлова (2019, г. Самара).

Результаты исследования были получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России (Проект № 0777-2020-0017 «Разработка теоретических основ, методического и программного обеспечения для решения задач оперативного мониторинга Земли на основе интеллектуальной обработки и тематической классификации гиперспектральных данных с использованием линейки малых космических аппаратов на базе платформы «АИСТ»).

Публикации. Основные результаты диссертации опубликованы в 15 работах, в том числе: 4 статьи в изданиях, рекомендованных ВАК РФ, 6 статей в журналах, входящих в международные базы Web of Science и Scopus, 5 статей в прочих изданиях.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы из 123 наименований, изложена на 125 странице текста, содержит 38 рисунков, 13 таблиц.

Во **введении** обоснована актуальность темы диссертации, сформулирована её цель, перечислены задачи проведенного исследования, дан анализ современного состояния проблемы, представлены научная новизна, практическая ценность работы и основные положения, выносимые на защиту.

В **первой главе** проведен анализ проблемы температурных деформаций больших упругих элементов для МКА. Построена одномерная модель теплопроводности на основе упрощающих предположений:

- 1 Большой упругий элемент МКА является однородной ортотропной пластиной с жёстко заделанным одним краем и тремя свободными краями.
- 2 Направление падающего потока солнечного излучения перпендикулярно поверхности большого упругого элемента МКА.
- 3 Поток солнечного излучения равномерный и стационарный:

$$Q(x_h, y_h, t) = 1400 \left[\frac{Bm}{m^2} \right],$$

где (x_h, y_h) – точки граничной поверхности большого упругого элемента МКА, на которую падает поток солнечного излучения.

- 4 Собственные колебания большого упругого элемента МКА не влияют на его температурное поле.
- 5 Все свойства большого упругого элемента МКА предполагаются однородными и одинаковыми во всём диапазоне температур.
- 6 При теплопередаче внутри большого упругого элемента МКА справедлив закон Фурье.

7 Начальное поле распределения температур большого упругого элемента МКА является однородным.

8 Толщина большого упругого элемента МКА пренебрежимо мала по сравнению с её длиной и шириной.

Схема МКА с упругим элементом для проведения расчетов по влиянию температурного удара показана на рисунке 1, его характеристики приведены в таблице 1.

При допущениях 1–8 начально-краевая задача определения поля температур имеет вид:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a^2 \frac{\partial^2 T}{\partial z^2}, \quad (1)$$

$$\left(\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \right)_{s_1} = Q - \varepsilon_1 \sigma (T_{s_1}^4 - T_c^4), \quad (2)$$

$$\left(\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \right)_{s_2} = -\varepsilon_1 \sigma (T_{s_2}^4 - T_c^4). \quad (3)$$

$$T(x, y, z, 0) = 200 \text{ K}. \quad (4)$$

где $a = \sqrt{\frac{\lambda}{c\rho}}$ – коэффициент температуропроводности.

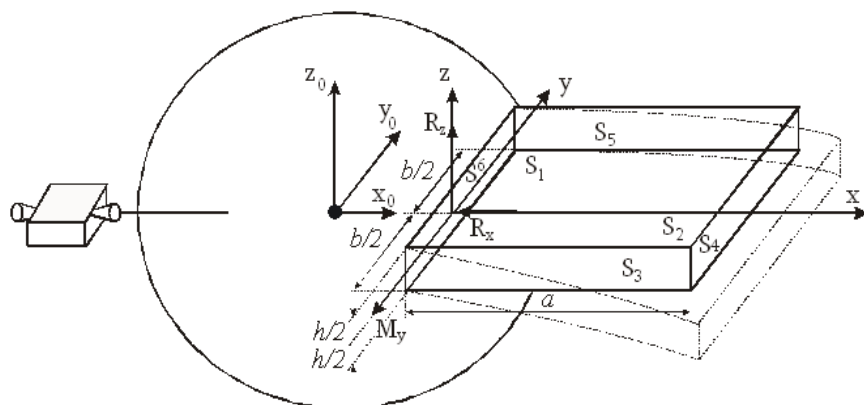


Рисунок 1 – Модель МКА с упругим элементом и один из возможных вариантов компенсации возмущений, возникающих из-за температурного удара

Рассмотрено влияние температурного удара для КА различных классов. В результате проведения математического моделирования выявлен порядок влияния температурного удара на уровень микроускорений для КА различных классов (таблица 2) и отмечено, что для МКА это влияние не является пренебрежимо малым и подлежит учёту при создании благоприятных условий для реализации гравитационно-чувствительных процессов.

Исходя из высокой актуальности проблемы температурного удара для МКА технологического назначения, сформулированы задачи диссертационного исследования. Дан краткий анализ поставленных задач, описание предполагаемых результатов и их связь с целью диссертационной работы.

Значения параметров МКА, используемых при численном моделировании

Таблица 1

Параметр	Обозначение	Значение	Размерность
Тип МКА	—	«Возврат–МКА»	—
Количество упругих элементов	i	1	—
Масса корпуса МКА	m_K	3	m
Масса упругого элемента	m_l	50	$кг$
Длина упругого элемента	l	5	m
Диагональные компоненты тензора инерции в главной связанной системе координат	I_{xx} I_{yy} I_{zz}	1 1,5 1,5	$m \cdot m^2$
Максимальное расстояние точки внутренней среды МКА от его центра масс	r	0,5	m
Ширина упругого элемента	b	0,5	m
Толщина упругого элемента	h	6	$мм$
Материал упругого элемента	—	МА–2	—
Модуль Юнга	E	42	$ГПа$
Теплопроводность	λ	96,3	$Вт/(м \cdot K)$
Коэффициент температурного расширения	α	$26 \cdot 10^{-5}$	$мкм/(м \cdot K)$
Внешний тепловой поток	Q	1,4	$кВт/м^2$
Температура вакуума	T_c	3	K
Начальная температура упругого элемента	$T(x, y, z, 0)$	200	K
Удельная теплоёмкость	c	1,13	$кДж/(кг \cdot K)$
Плотность	ρ	1,78	$т/м^3$
Толщина слоя упругого элемента	Δz	1,5	$мм$
Шаг расчёта температур по времени	Δt	0,04	c

Оценка микроускорений, возникающих от температурного удара, для КА разных классов

Таблица 2

Тип и класс КА	«Мир», орбитальная станция	«Фотон–М» № 4, средний класс	«Аист–2Д», МКА	Допустимые
Модуль микроускорений, $мкм/с^2$	0,1	1	25	10

Во **второй** главе рассмотрены основные особенности управляемого движения МКА технологического назначения. Приведены требования по уровню микроускорений для успешной реализации гравитационно-чувствительных процессов, проанализированы возможности создания благоприятных условий наземными средствами; на борту специализированных лабораторий класса орбитальных космических станций, включая лабораторные модули в составе орбитальных комплексов; КА среднего класса, а также перспективы использования МКА технологического назначения с описанием разрабатываемых проектов. Сделаны выводы и даны общие рекомендации по проектированию МКА технологического назначения.

В **третьей** главе построена модель поступательной части движения МКА с учётом температурного удара. При построении модели использованы следующие упрощающие предположения:

- 1 Движение МКА происходит по плоской эллиптической орбите.
- 2 Космический аппарат представляет собой абсолютно твёрдый симметричный корпус с одним жёстко прикреплённым к нему упругим элементом.
- 3 Влияние собственных колебаний больших упругих элементов на поступательную часть движения пренебрежимо мало.
- 4 Влияние сопротивления атмосферы на движение МКА пренебрежимо мало.
- 5 Теневой участок орбиты такой, что обеспечивает значимость эффекта температурного удара с точки зрения обеспечения благоприятного уровня микроускорений.

Рассмотрим движение центра масс МКА, применив теорему о движении центра масс:

$$m_0 \vec{w}_c + \sum_{i=1}^n \int_0^{m_i} \vec{w}_i dm_i = \vec{F}^e + \vec{F}_{\text{упр}} + \vec{F}_{\text{ком}}, \quad (5)$$

где m_0 – масса МКА, включая массу упругих элементов; \vec{w}_c – относительное ускорение центра масс корпуса МКА; m_i – масса i -го упругого элемента; \vec{w}_i – ускорения точек i -го упругого элемента; \vec{F}^e – главный вектор внешних сил, действующих на МКА; $\vec{F}_{\text{упр}}$ – главный вектор сил ИО системы ориентации и управления движением МКА, обеспечивающих заданный режим ориентации МКА; $\vec{F}_{\text{ком}}$ – главный вектор сил ИО системы ориентации и управления движением МКА, компенсирующих влияние температурного удара.

С учётом компенсации системой ориентации и управления движением и схемой МКА с одним упругим элементом всех возмущений, кроме температурного удара (рисунок 1):

$$m_0 \vec{w}_c + \frac{m_1}{a} \int_0^a \vec{w}_i dx = \vec{F}_{\text{ком}}. \quad (6)$$

Имея в виду, что в (6) ускорения обусловлены исключительно влиянием температурного удара, рассмотрим действие температурного удара на большой упругий элемент при выходе из тени Земли на освещённую Солнцем часть орбиты (рисунок 2).

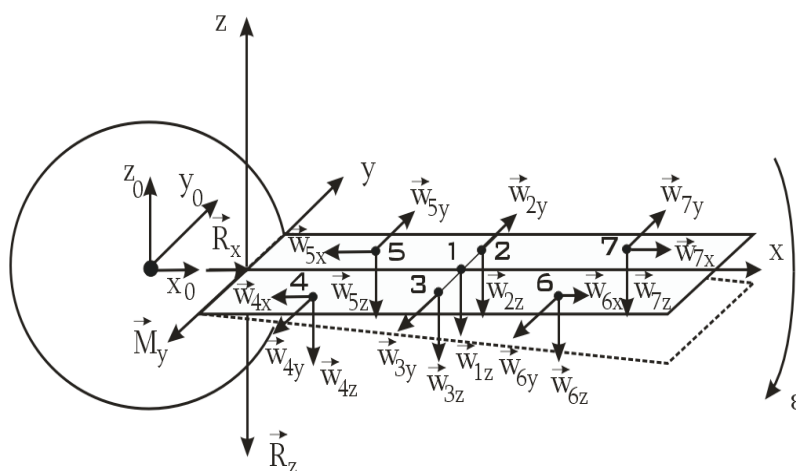


Рисунок 2 – Схема температурного удара большого упругого элемента при выходе из тени Земли (x_0, y_0, z_0 – главная связанная система координат)

Из-за температурного удара происходит всестороннее расширение большого упругого элемента и потеря устойчивости прямолинейной

недеформированной плоской формы. Проанализируем движение разных точек упругого элемента. Для этой цели выберем 7 различных точек (таблица 3).

Особенности координат выбранных для анализа точек упругого элемента МКА
Таблица 3

Точка	1	2	3	4	5	6	7
Координата							
X	$a/2$	$a/2$	$a/2$	$< a/2$	$< a/2$	$> a/2$	$> a/2$
Y	0	«+»	«-»	«-»	«+»	«-»	«+»

Точка 1 имеет единственный компонент ускорения $\vec{w}_{1z} = \vec{w}_1$ и связанную с потерей устойчивости плоскую форму упругого элемента. Точки 2 и 3, лежащие на срединной линии $x = a/2$, имеют два компонента ускорения, связанные с потерей устойчивости и всесторонним расширением в направлении оси y . Аналогичная картина наблюдалась бы и для точек, лежащих на оси x , кроме точки 1. Они имеют два компонента ускорения, связанные с потерей устойчивости и всесторонним расширением в направлении оси x . Точки, не лежащие на срединных линиях, имеют три компонента ускорения, связанных с потерей устойчивости и всесторонним расширением в направлениях осей x и y . Анализ рисунка 2 показывает, что все точки имеют ускорение вдоль оси z , которое направлено противоположно этой оси. Следовательно, возникает сила инерции, суммарное значение которой выражается зависимостью:

$$\vec{\Phi}_z = -\int_0^m \vec{w}_z(x, t) dm = -\frac{m_1}{a} \int_0^a \vec{w}_z(x, t) dx. \quad (7)$$

В направлении оси y точки с положительными координатами y будут иметь положительные компоненты ускорения w_y , а с отрицательными – отрицательные. Поскольку упрощающие предположения определяют свободные края упругого элемента, параллельные оси x , то деформация расширения в этом направлении проходит свободно и симметрично. Поэтому суммарная сила инерции температурного расширения в этом направлении равна нулю из-за разности знаков ускорений точек:

$$\vec{\Phi}_y = -\int_0^m \vec{w}_y(y, t) dm = -\frac{m_1}{b} \int_0^b \vec{w}_y(y, t) dy = 0. \quad (8)$$

В направлении оси x картина другая, хотя, как и в случае с направлением вдоль оси y , точки с координатами $0 \leq x < a/2$ имеют отрицательные ускорения w_x , точки с координатами $a/2 < x \leq a$ – положительные. Линия $x=0$ жёстко заделана в корпус МКА, а $x=a$ – свободна. В рамках этих допущений часть упругого элемента, которая ограничена линиями $x=0$ и $x=a/2$, будет испытывать деформацию сжатия, а часть, ограниченная линиями $x=a/2$ и $x=a$ – свободно расширяться. В результате этого процесса возникнет сила инерции вдоль оси x :

$$\vec{\Phi}_x = -\int_0^m \vec{w}_x(x, t) dm = -\frac{m_1}{a} \int_0^a \vec{w}_x(x, t) dx, \quad (9)$$

которая будет отлична от нуля из-за существенной разницы граничных условий закрепления упругого элемента, а также продольная внутренняя сжимающая сила:

$$N = E \iint_S [\varepsilon_{xx} - \alpha(T - T_0)] dS, \quad (10)$$

где $dS = dy dz$ – бесконечно малый элемент поперечного сечения упругого элемента; ε_{xx} – соответствующий элемент тензора деформаций; α – коэффициент температурного

расширения; $T_0 = T_0(z, t)$ – поле температур в предшествующий момент времени; $T = T(z, t)$ – поле температур в текущий момент времени.

Помимо линейных перемещений отдельных точек упругого элемента при потере устойчивости плоской формы наблюдается его поворот вокруг заделки (линии $x = 0$). Этот поворот сопровождается появлением углового ускорения упругого элемента ϵ , показанного на рисунке 2, и приводит к возникновению момента сил инерции, модуль которого равен:

$$M_y(\vec{\Phi}) = \int_0^m w_z(x, t)x dm = \frac{m_1}{a} \int_0^a w_z(x, t)x dx. \quad (11)$$

Порождаемые температурным ударом силовые возмущающие факторы, описанные выражениями (7)–(11), вызывают реакции в заделке, которые влияют на орбитальное движение МКА. На рисунке 2 показаны реакции заделки со стороны корпуса МКА на упругий элемент, которые можно определить, пользуясь принципом Даламбера:

$$\begin{cases} R_x = N - |\vec{\Phi}_x|; \\ R_z = |\vec{\Phi}_z|; \\ M_y = M_y(\vec{\Phi}). \end{cases} \quad (12)$$

На нейтрализацию этих возмущений должно быть направлено искомое управляющее воздействие $\vec{F}_{ком}$.

Для оценки силы инерции $\vec{\Phi}_z$ получим выражение для прогибов точек упругого элемента в направлении оси z . Потерю устойчивости плоской формы упругого элемента определяет наличие градиента температуры вдоль оси z . Прямолинейная плоская форма из-за температурного удара перестаёт быть равновесной и превращается в криволинейную. Деформации разных слоёв упругого элемента, имеющих различные температуры, должны быть неодинаковыми. Но они неразрывно связаны между собой, что и приводит к потере устойчивости плоской формы упругого элемента.

Для описания функции прогибов (вдоль оси z) точек упругого элемента воспользуемся теорией тонких пластин, в рамках которой справедливо уравнение Софи-Жермен с инерционным членом:

$$D\Delta\Delta z_A + \rho h \frac{\partial^2 z_A}{\partial t^2} = -\Delta M_T, \quad (13)$$

где D – цилиндрическая жёсткость упругого элемента на изгиб; M_T – изгибающий момент, вызванный температурными деформациями; Δ – оператор Лапласа; z_A – функция прогибов в направлении оси z .

Для одномерной задачи теплопроводности температура является функцией двух переменных: $T = T(z, t)$, поэтому:

$$\text{grad } T = \frac{\partial T}{\partial z} \vec{k}, \quad (14)$$

где \vec{k} – единичный вектор оси z (рисунок 1).

Рассчитаем правую часть уравнения (13) с учётом (14) следующим образом:

$$\Delta M_T = \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(2\mu\alpha \int_{-h/2}^{h/2} T(z, t)z dz \right) = 2\mu\alpha \left[T(z, t) + z \frac{\partial T(z, t)}{\partial z} \right], \quad (15)$$

где μ – коэффициент Ламэ; α – коэффициент линейного расширения упругого элемента.

Поэтому с учётом выражения (15) уравнение (13) представится в виде:

$$D\Delta z_A + \rho h \frac{\partial^2 z_A}{\partial t^2} = -2\mu\alpha \left[T + z \frac{\partial T}{\partial z} \right]. \quad (16)$$

Считаем прогибы функцией только продольной координаты x , что полностью укладывается в рамки начально-краевой задачи одномерной теплопроводности (1)–(4). С учётом этого упрощения уравнение (16) преобразуется к окончательному виду:

$$D \frac{\partial^4 z_A}{\partial x^4} + \rho h \frac{\partial^2 z_A}{\partial t^2} = -2\mu\alpha \left[T + z \frac{\partial T}{\partial z} \right], \quad (17)$$

Для оценки продольной силы рассмотрим общий случай несимметричного распределения температуры по сечению упругого элемента. Тогда поперечные сечения упругого элемента перемещаются вдоль оси x и поворачиваются на определённый угол, оставаясь при этом перпендикулярными изогнутой срединной поверхности. При этом деформацию сечений можно разложить следующим образом:

$$\varepsilon(x, y, z) = \varepsilon_{line}(x, y, z) + \kappa_{xy}(x, z)y + \kappa_{xz}(x, y)z, \quad (18)$$

где $\varepsilon_{line}(x, y, z)$ – линейная деформация, $\kappa_{xy}(x, z)$ и $\kappa_{xz}(x, y)$ – кривизна срединной поверхности в плоскостях xy и xz соответственно.

В решаемой задаче теплопроводности $z_A = z_A(x, t)$, а деформации ε не зависят от координаты y , то кривизна $\kappa_{xy}(x, z) = 0$, а выражение (18) примет вид:

$$\varepsilon(x, z) = \varepsilon_{line}(x, z) + \kappa_{xz}(x)z. \quad (19)$$

Для оценки продольной силы N воспользуемся уравнением равновесия (10).

С учётом выражения (19) двойной интеграл (10) можно свести к повторному, а затем – к одинарному:

$$\begin{aligned} N(x, t) &= E \int_{-h/2}^{h/2} dz \int_{-b/2}^{b/2} [\varepsilon_{line}(x, z) + \kappa_{xz}(x)z - \alpha(T(z, t) - T_0(z, t))] dy = \\ &= E b \int_{-h/2}^{h/2} [\varepsilon_{line}(x, z) + \kappa_{xz}(x)z - \alpha(T(z, t) - T_0(z, t))] dz, \end{aligned} \quad (20)$$

где b – ширина упругого элемента (рисунок 1).

Упрощающее предположение 2 позволяет использовать граничные условия заделки для оценки продольной силы в узле крепления упругого элемента к корпусу МКА:

$$\begin{cases} \varepsilon_{line}(0, z) = 0; \\ \kappa_{xz}(0) = 0. \end{cases} \quad (21)$$

Подставляя (21) в (20), определим продольную силу N в узле крепления:

$$N(0, t) = -\alpha E b \int_{-h/2}^{h/2} (T(z, t) - T_0(z, t)) dz. \quad (22)$$

Сила $N(0, t)$ входит в уравнение (10) и передаётся на корпус МКА в узле крепления.

Остаётся оценить силу инерции $\vec{\Phi}_x$, возникающую из-за асимметрии граничных условий закрепления упругого элемента по линиям $x = 0$ и $x = a$. Представим себе следующую картину. Всестороннее расширение упругого элемента в моделируемой ситуации приводит к тому, что точки упругого элемента, расположенные правее линии $x = a/2$, движутся свободно вправо благодаря свободному краю $x = a$ и создают искомую силу инерции $\vec{\Phi}_x$. Точки, расположенные левее линии $x = a/2$, создают продольную силу в сечениях упругого элемента из-за заделки по линии $x = 0$ (выражение (20)). Упростим это

выражение, считая все точки, расположенные левее линии $x = a/2$, неподвижными, т.е. в этом случае продольная сила не зависит от координаты x и описывается выражением, сходным с (22):

$$N(t) = -\alpha E b \int_{-h/2}^{h/2} (T(z, t) - T_0(z, t)) dz.$$

Тогда сила инерции $\vec{\Phi}_x$ будет максимальной. В реальности за счёт силы $N(0, t)$ МКА будет двигаться, порождая силу инерции, противоположную $\vec{\Phi}_x$. Поэтому суммарная сила инерции вдоль оси x будет несколько меньше той оценки, которая будет получена в дальнейшем. Для оценки этой силы воспользуемся уравнением равновесия (20), считая, что для точек упругого элемента, расположенных правее линии $x = a/2$, продольная сила равна нулю: $N(a/2 \leq x \leq a, t) = 0$. Тогда (20) можно переписать в виде:

$$\int_{-h/2}^{h/2} [\varepsilon_{line}(x, z) + \kappa_{xz}(x)z] dz = \int_{-h/2}^{h/2} [\alpha(T(z, t) - T_0(z, t))] dz.$$

Перемещения свободного края упругого элемента ($x = a$):

$$x_{\Delta \max}(x = a, t) = \int_{-h/2}^{h/2} [\varepsilon_{line}(x = a, z) + \kappa_{xz}(x = a)z] dz = \int_{-h/2}^{h/2} [\alpha(T(z, t) - T_0(z, t))] dz.$$

В этом случае, учитывая, что $x_{\Delta \min}(x = a/2, t) = 0$, а также линейное распределение перемещений $x_{\Delta}(x, t)$ имеем:

$$x_{\Delta}(x, t) = \left(\frac{2x}{a} - 1 \right) \int_{-h/2}^{h/2} [\alpha(T(z, t) - T_0(z, t))] dz, \quad a/2 \leq x \leq a. \quad (23)$$

Тогда, используя выражение (23), можно оценить силу инерции $\vec{\Phi}_x$ следующим образом:

$$|\vec{\Phi}_x| = \frac{m_1}{a} \int_{a/2}^a \ddot{x}_{\Delta}(x, t) dx. \quad (24)$$

Выражение (24) представляет собой оценку максимального значения силы инерции $\vec{\Phi}_x$, возникающей из-за расширения упругого элемента в направлении оси x , вызванного температурным ударом.

Проведен численный расчет для выбранной схемы МКА (таблица 1, рисунок 1), результаты которого представлены на рисунках 3–12.

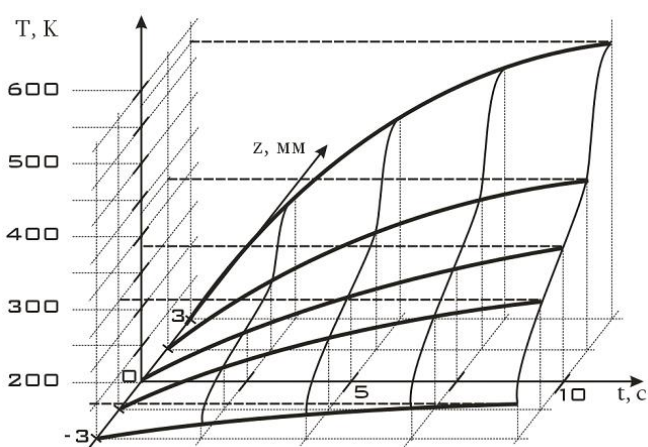


Рисунок 3 – Распределение поля температур по слоям упругого элемента при выходе МКА из тени Земли

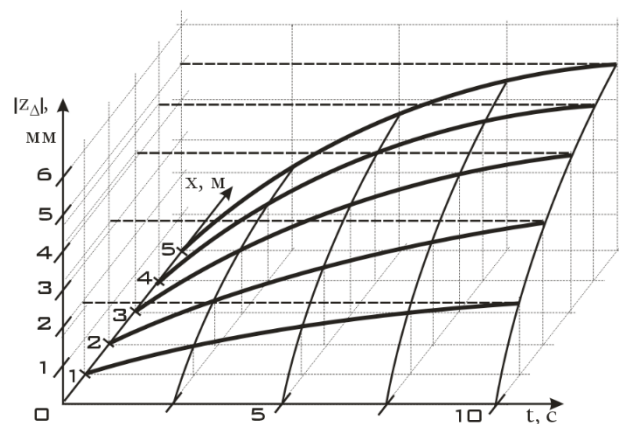


Рисунок 4 – Динамическое поле прогибов точек срединной поверхности

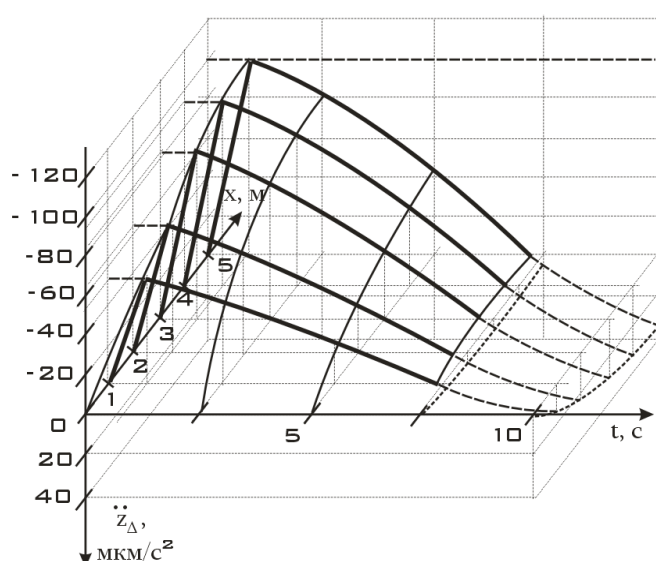


Рисунок 5 – Динамическое поле ускорений точек срединной поверхности упругого элемента МКА в направлении оси z при температурном ударе

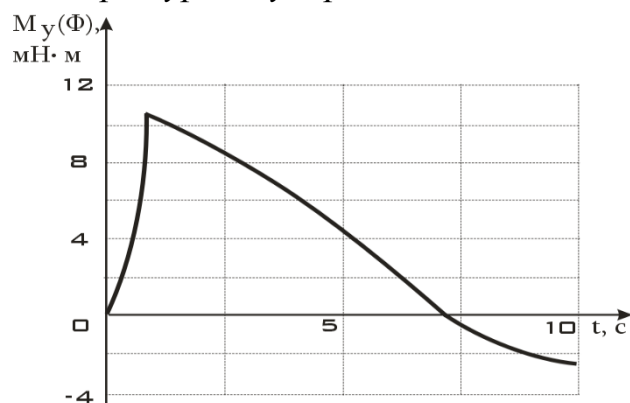
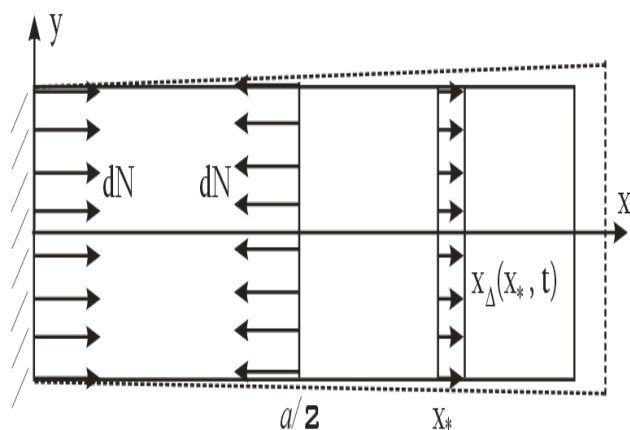


Рисунок 7 – Зависимость момента сил инерции $M_y(\Phi)$ относительно оси y от времени при температурном ударе



упругого элемента МКА при температурном ударе

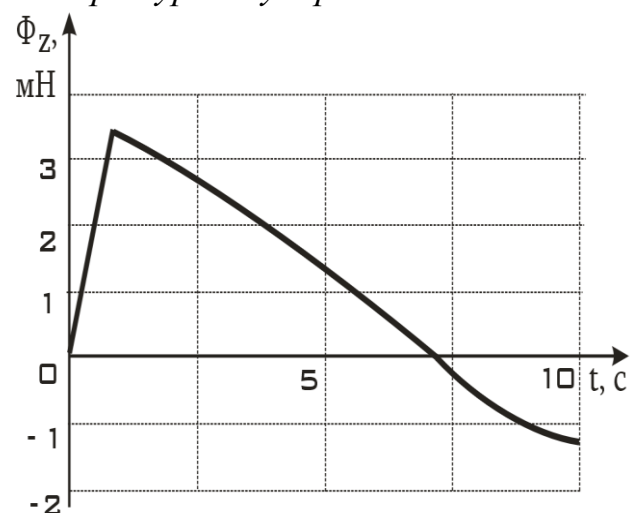


Рисунок 6 – Зависимость силы инерции Φ_z от времени при температурном ударе

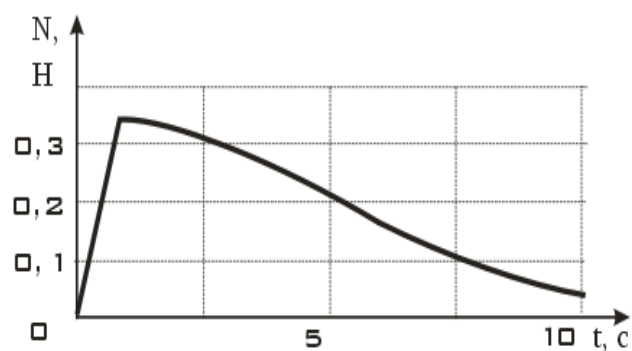


Рисунок 8 – Зависимость продольной силы в узле крепления упругого элемента к корпусу от времени при температурном ударе

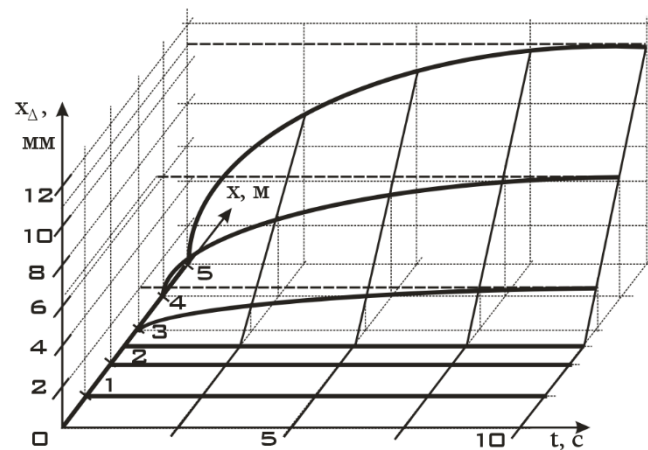


Рисунок 9 – Модель деформации упругого элемента при температурном ударе в плоскости xu

Рисунок 10 – Динамическое поле перемещений в направлении оси x точек упругого элемента при температурном ударе

Оценим далее силу инерции $\vec{\Phi}_x$, возникающую из-за расширения упругого элемента в направлении оси x , вызванного температурным ударом. Для этой цели построим зависимость перемещений точек упругого элемента в направлении оси x с помощью выражения (23), учитывая упрощённую модель деформации, представленную на рисунке 9.

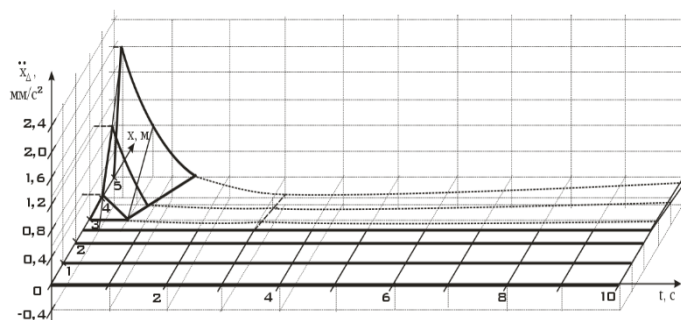


Рисунок 11 – Динамическое поле ускорений точек упругого элемента МКА в направлении оси x при температурном ударе

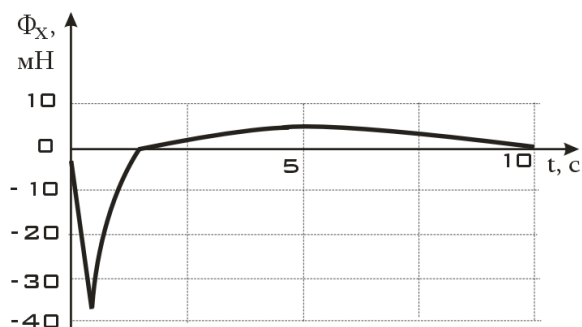


Рисунок 12 – Зависимость силы инерции Φ_x от времени при температурном ударе

Проведён анализ полученных результатов с точки зрения значимости создаваемых микроускорений с помощью зависимостей:

$$|\vec{w}| = \frac{|\vec{F}|}{m_0}; \quad |\vec{w}| = \frac{M_y(\vec{\Phi})}{I_{yy}} r,$$

где $|\vec{F}|$ – модуль соответствующего силового возмущающего фактора ($\vec{\Phi}_z, N(0, t)$ или $\vec{\Phi}_x$). Результаты анализа приведены в таблице 4.

Основные характеристики возмущающих факторов при температурном ударе, полученные в результате проведения расчета для МКА типа «Возврат–МКА»

Таблица 4

Возмущающий фактор	Размерность	Размах	Длительность, с	Максимальные микроускорения, мм/с^2
Сила инерции $\vec{\Phi}_z$	мН	$[-1,2; 3,5]$	> 10	1,2
Момент сил инерции $M_y(\vec{\Phi})$	$\text{мН} \cdot \text{м}$	$[-2,5; 10,5]$	> 10	3,5
Продольная внутренняя сила $N(0, t)$	мН	$[50; 350]$	> 10	116,7
Сила инерции $\vec{\Phi}_x$	мН	$[-35; 5]$	5	11,7

Сделаны выводы о наибольшей значимости продольной силы $N(0, t)$ и необходимости разработки алгоритмов управления, компенсирующих её.

В четвёртой главе представлены разработанные с учётом результатов математического моделирования и расчёта алгоритмы управления ИО постоянной тяги и тяги, изменяющейся по кусочно-линейному закону, позволяющие нивелировать влияние температурного удара на уровень микроускорений внутренней среды МКА. Решалась задача минимизации продольной силы $N_{x=0}$ с учетом управления F_c целевой функции на ограниченном временном участке:

$$|N_{x=0} - F_c| \rightarrow \min_{F_c \in P_0}, \quad (25)$$

где P_0 – множество допустимых решений, которое определяется как характеристиками реального исполнительного органа системы ориентации и управления движением, так и законом его управления.

На управление наложены следующие ограничения:

- значение тяги исполнительного органа F_c соответствует возможностям электротермического микродвигателя (ЭТМД);
- тяга ИО F_c постоянна, либо изменяется по кусочно-линейному закону.

Для решения задачи (25) использовался метод наименьших квадратов:

$$U = \int_{t_0}^{t_1} (N_{x=0}(t) - F_c)^2 dt \rightarrow \min_{F_c \in P_0}, \quad (26)$$

где t_0 – момент времени включения исполнительного органа системы ориентации и управления движением, а t_1 – момент времени его включения.

Для постоянной тяги ИО имеем:

$$F_c = \frac{1}{t_1 - t_0} \int_{t_0}^{t_1} N_{x=0}(t) dt. \quad (27)$$

В выражении (27) остаются два параметра: t_0 и t_1 . Поэтому оптимальный с точки зрения минимума микроускорений закон управления подразумевает выбор не только величины тяги F_c , но и моментов включения и выключения ИО. Предложен алгоритм решения.

1 Выбираем $t_0(0) = 0$ и $t_1(0)$ таким, что в этот момент $N_{x=0}(t_1) \leq 0,1 \cdot \max_{t \geq 0} (N_{x=0}(t))$.

2 Вычисляем $F_c(0)$ по формуле (27).

3 Определяем промежуток времени $[\min\{t_0(0), t_0(1)\}; \max\{t_0(0), t_0(1)\}]$, для которого $|N_{x=0}(t) - F_c(0)| \geq N_{x=0}(t)$ и выбираем $t_0(1)$ в качестве нового значения момента включения исполнительного органа системы ориентации и управления движением.

4 Определяем промежуток времени $[\min\{t_1(0), t_1(1)\}; \max\{t_1(0), t_1(1)\}]$, для которого $|N_{x=0}(t) - F_c(0)| \geq N_{x=0}(t)$ и выбираем $t_1(1)$ в качестве нового значения момента выключения исполнительного органа системы ориентации и управления движением.

5 Вычисляем $F_c(1)$ по формуле (27).

6 Сравниваем полученные результаты с требуемой точностью. Если $|F_c(i) - F_c(i-1)| \leq \varepsilon_p$, то оптимальное с точки зрения минимума микроускорений постоянное значение тяги и моменты времени включения и выключения исполнительного органа системы ориентации и управления движением считаются найденными. При невыполнении условия точности пункты 3–6 следует повторять до тех пор, пока оно не удовлетворится.

Для кусочно-линейного закона управления предложен следующий алгоритм:

1 Ограничить временной интервал значимости продольной силы $N_{x=0}(t)$ с точки зрения значимости создаваемых микроускорений (интервал управления).

2 Разбить весь интервал управления на участки: $[t_0, t_1]; \dots [t_{n-1}, t_n]$, в пределах которых функция $N_{x=0}(t)$ ведёт себя монотонно.

3 В границах каждого интервала провести аппроксимацию $N_{x=0}(t)$ линейной функцией:

$$F_c = F't + F_0, \quad (28)$$

где F' и F_0 – искомые параметры управления.

4 Моменты времени t_0 и t_n считать соответственно моментами включения и выключения исполнительного органа, а моменты времени $t_1 \dots t_{n-1}$ – моментами изменения режима работы исполнительного органа.

Проведён расчёт для разработанных алгоритмов. Его результаты представлены на рисунках 13–15.

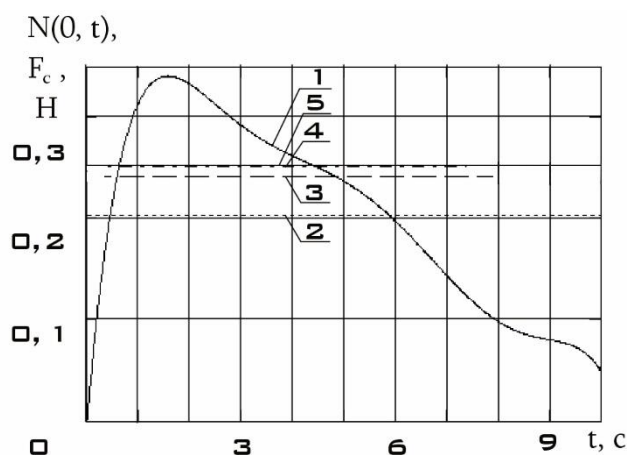


Рисунок 13 – Результаты итерационного выбора параметров управления ИО постоянной тяги: 1 – $N_{x=0}(t)$; 2 – $F_c(0)$; 3 – $F_c(1)$; 4 – $F_c(2)$; 5 – $F_c(3)$

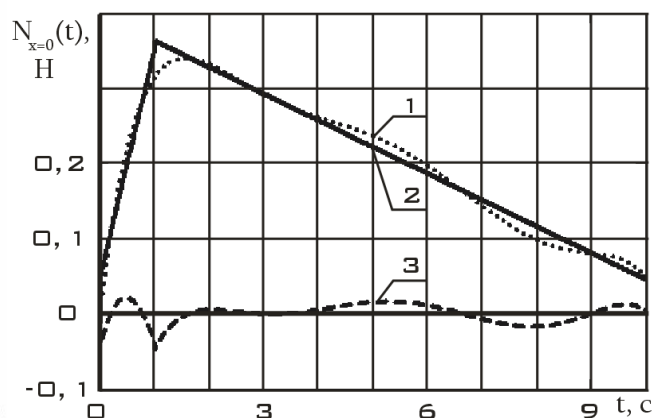


Рисунок 14 – Аппроксимация продольной силы $N_{x=0}(t)$: 1 – аппроксимация $N_{x=0}(t)$ полиномом 6-го порядка; 2 – кусочно-линейная аппроксимация $N_{x=0}(t)$; 3 – разность между аппроксимациями 1 и 2

Проведён анализ эффективности разработанных алгоритмов (таблица 5).

Основные параметры управления и максимальные микроускорения от температурного удара при различных режимах управления

Таблица 5

Режим	Число участков	Тяга исполнительного органа, мН				Максимальные микроускорения, мкм/с ²
		[0; 0,24] с	[0,24; 1] с	[1; 7,33] с	[7,33; 10] с	
Без управления	1	0				113,5
Постоянная тяга	3	0	255,0		0	42,0
Кусочно-линейное управление	2	$0,30390t - 0,25667$		$-0,03535t + 0,43369$		16,2

Сделаны выводы о возможности реализации гравитационно-чувствительных процессов на борту МКА уже на современном этапе развития и узкой специализации МКА технологического назначения как важного преимущества МКА перед КА других классов. В **заключении** перечислены основные результаты работы и обозначены направления дальнейшей разработки данной тематики.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1 Создана математическая модель движения МКА с учётом влияния температурного удара больших упругих элементов, позволяющая разрабатывать алгоритмы управления движением МКА, нивелирующие негативные последствия этого удара.

2 Разработаны алгоритмы управления движением МКА ИО постоянной тяги и кусочно-линейного закона изменения тяги на основе созданной математической модели движения МКА и специфических требований по микроускорениям для МКА технологического назначения, позволяющие минимизировать влияние микроускорений, возникающих при температурном ударе, и обеспечивать благоприятные условия для реализации гравитационно-чувствительных процессов на борту МКА.

3 Получены результаты математического моделирования для МКА типа «Возврат–МКА» с использованием созданной математической модели движения МКА и алгоритмов управления движением МКА, которые позволяют подтвердить эффективность разработанных алгоритмов управления с точки зрения снижения микроускорений от температурного удара почти на порядок в случае кусочно-линейного закона управления тягой ИО.

4 Разработаны рекомендации по проектированию ИО системы управления движением МКА технологического назначения, позволяющие реализовать разработанные алгоритмы управления, в виде возможной схемы компоновки ИО, направленной на использование в качестве ИО ЭТМД.

5 На основе проведённых исследований и полученных результатов представлено системное решение задачи снижения влияния последствий температурного удара упругих элементов МКА на поле микроускорений его внутренней среды.

Таким образом, решённая в представленной работе задача разработки алгоритмов управления движением МКА с учётом теневого участка орбиты позволяет эффективно снижать микроускорения от температурного удара больших упругих элементов при погружении МКА в тень Земли и выходе из неё. Это позволяет использовать МКА для реализации гравитационно-чувствительных процессов уже на современном этапе развития космической техники специализированного технологического назначения с учётом опыта создания и эксплуатации КА других классов. Рекомендуется использование разработанных алгоритмов управления для ИО на основе ЭТМД с возможной компоновкой, представленной на рисунке 1.

Дальнейшая разработка этой тематики может быть направлена на:

- 1) усложнение алгоритмов управления ИО с учётом особенностей его функционирования и реального разброса характеристик;
- 2) усложнение математической модели с учётом собственных колебаний больших упругих элементов МКА, использованием трёхмерной модели теплопроводности и включением вращательной части движения МКА вокруг его центра масс;

3) исследование возможности обеспечения благоприятных условий по микроускорениям с использованием дополнительных средств виброизоляции.

Таким образом, в работе достигнута поставленная цель и полностью решены все поставленные задачи, обеспечивающие достижение этой цели.

Публикации по теме диссертации

В журналах из перечня ВАК РФ:

- 1 Седельников, А.В. Использование лингвистических переменных для анализа влияния бортовой аппаратуры на средства измерений вектора индукции магнитного поля Земли / А.В. Седельников, Д.П. Моляко, Ю.Я. Пузин, Ю.Д. Сакш, **Д.И. Орлов** и др. // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2020. – № 1. – С. 6–14.
- 2 Седельников, А. В. Реализация контроля тяги электротермического микродвигателя при снижении микроускорений от температурного удара/ А.В. Седельников, А.С. Танеева, **Д.И. Орлов**, В.В. Сердакова, Е.С. Хнырева, Е.С. Матвеева // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2021. – № 4. – С. 27–32

В журналах из наукометрических баз Web of Science и Scopus:

- 1 Sedelnikov, A.V. Modeling the effect of temperature deformations of large elements on the dynamics of the orbital motion of a small spacecraft / A.V. Sedelnikov, V.S. Rodina, **D.I. Orlov** // Journal of Physics: Conference Series. – 2019. – Vol. 1368. – 042074. (Scopus Q3).
- 2 Gorozhankina, A.S. Problems of development motion control algorithms for a small spacecraft for technological purpose taking into account temperature deformations of solar panels / A.S. Gorozhankina, **D.I. Orlov**, D.A. Belousova // Journal of Physics: Conference Series. – 2020. – Vol. 1546. – 012015. (Scopus Q3).
- 3 **Orlov, D.I.** Modeling the Temperature Shock Impact on the Movement of a Small Technological Spacecraft / **D.I. Orlov** // AIP Conference Proceedings. – 2021. – Vol. 2340. – 050001. (Scopus Q3).
- 4 Sedelnikov, A.V. Development of control algorithms for the orbital motion of a small technological spacecraft with a shadow portion of the orbit / A.V. Sedelnikov, **D.I. Orlov** // Microgravity Science and Technology. – 2020. – Vol. 32. – № 3. – P. 503–509. (Scopus Q1).
- 5 Sedelnikov, A.V. Analysis of the significance of the influence of various components of the disturbance from a temperature shock on the level of microaccelerations in the internal environment of a small spacecraft / A.V. Sedelnikov, **D.I. Orlov** // Microgravity Science and Technology. – 2021. – Vol. 33. – № 2. – P. 941–951. (Scopus Q1).
- 6 Sedelnikov, A.V. Investigation of the dynamics of a small spacecraft elastic element temperature change under a temperature shock considering a penumbral section / A.V. Sedelnikov, **D.I. Orlov**, Yu. D. Leskova // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2021. – Vol. 1061. – № 2. – 012028. (Scopus Q3).

В других изданиях:

- 1 Белоусова, Д.А. Исследование напряжённо-деформированного состояния каркаса панели солнечной батареи при температурном ударе / Д.А. Белоусова, **Д.И. Орлов**, А.В. Седельников // Международная молодёжная научная конференция «XV Королёвские чтения», посвящённая 100-летию со дня рождения Д.И. Козлова. – Самара, 2019. – С. 30.
- 2 Седельников, А.В. Моделирование влияния температурных деформаций больших упругих элементов на динамику орбитального движения малого космического аппарата /

А.В. Седельников, В.С. Родина, **Д.И. Орлов** // Сборник трудов международной конференции ИТНТ-2019. – 2019. – С. 633–636.

3 Белоусова, Д.А. Моделирование температурных деформаций стержня после температурного удара / Д.А. Белоусова, **Д.И. Орлов**, А. В. Шиляева // Сборник статей международной научно-практической конференции «Актуальные вопросы теории и практики развития научных исследований». – Уфа, 2019. – С. 20–22.

4 Седельников, А.В. Влияние термоудара больших упругих элементов на движение центра масс малого космического аппарата в различных условиях орбитального полета / А.В. Седельников, **Д.И. Орлов**, Д.А. Белоусова и др. // Сборник статей международной научно-практической конференции «Роль и место информационных технологий в современной науке». – Челябинск, 2019. – С. 30–31.

5 Седельников, А.В. О различных моделях узла крепления панели солнечной батареи к корпусу малого космического аппарата при исследовании температурного удара / А.В. Седельников, В.В. Сердакова, **Д.И. Орлов** // Труды международной научно-практической конференции «Наукоемкие исследования как основа инновационного развития общества». – Sterlitaamak, 2020. – С. 68–72.

6 Седельников, А.В. Оценка влияния температурного удара на динамику орбитального движения космического аппарата технологического назначения / А.В. Седельников, Д.А. Белоусова, **Д.И. Орлов** и др. // Вестник Московского авиационного института. – 2019. – Т. 26. – № 4. – С. 200–208.

7 Седельников, А. В. Формирование проектного облика малого космического аппарата технологического назначения на основе опыта проектирования и эксплуатации космических аппаратов технологического назначения других классов / А.В. Седельников, А.С. Танеева, **Д.И. Орлов** // Вестник Московского авиационного института. – 2020. – Т. 27. – № 3. – С. 95–104.